



反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 : 実施報告

著者	湊 亮二郎, 棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書
巻	2005
ページ	86-88
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008652

反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 : 実施報告

著者	湊 亮二郎, 棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書
巻	2005
ページ	86-88
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008652

反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 - (実施報告)

○ 湊 亮二郎(機械システム工学科 助 手)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教授)

1. 目的

現在、航空宇宙機システム研究センターでは小型超音速無人機の研究が進められており、そのため反転軸流ファンを用いたターボジェットエンジンの開発が求められている。

反転軸流ファンは、二段のファンが互いに反対方向に回転し、取り込んだ空気を圧縮するもので、少ない段数で高圧縮比が得られるだけでなく、ファンの高効率化と構造の簡素化、エンジン振動が制御しやすいという利点がある。反転軸流ファンは、現在ではターボプロップエンジンのプロペラやヘリコプターのローターなどに実用化されているが、ターボジェットエンジンの圧縮機ファンに採用された例はなく、極めて斬新なアイデアである。

小型ターボジェットエンジンの研究は、時系列に並べると次の4項目から成り立つ。

- 1) 反転軸流ファンとタービンブレードの設計・試作を行なう。
- 2) 圧縮空気でタービン・圧縮機ファンを回転させ、回転軸の不釣合いの検出と振動制御を試みる。
- 3) 反転軸流ファンが所定の空力性能を維持しているか検証する。
- 4) ターボジェットエンジンの地上燃焼試験を行う。

本研究ではエンジン全体の設計仕様を設定し、流線曲率法による反転軸流ファンの設計を行なった。

2. 設計指針

2.1. エンジン仕様

小型ターボジェットエンジンの性能仕様は、以下のように与えられた。

- 空気流量 3.6 kg/sec
- 圧縮比 3.8
- ファン直径 173.0 mm
- タービン入口温度 1000 K
- 推力 100 kgf

当初は、上記仕様でエンジン設計を進めるが、将来的には性能向上を図るものとする。

2.2. 設計手順(流線曲率法を中心に)

圧縮機・ファンの設計には、翼列間の速度三角形を求める必要があるが[1]、翼列間の周速度と軸方向速度（あるいは流線方向速度）との関係には半径平衡条件が成り立つ。実際の圧縮機流路は流路半径が変化するため、半径方向の速度を考慮した半径平衡条件式(1)を解いて、速度分布を求めなくてはならない。

$$\frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{C_m^2}{2} \right) - C_m^2 f_1(r) = f_2(r) \quad (1)$$

$$f_1(r) = \frac{\sin \phi}{C_m} \frac{\partial C_m}{\partial m} - \frac{\cos \phi}{r_m} + \frac{1}{2Q} \frac{\partial Q}{\partial r} \quad f_2(r) = \frac{1}{Q} \frac{\partial(HQ)}{\partial r} - \frac{C_\theta^2}{2Q} \frac{\partial Q}{\partial r} - \frac{C_\theta}{r} \frac{\partial(rC_\theta)}{\partial r}$$

ただし

- C_m 流線方向速度
- C_θ 周速度
- H エンタルピー
- Q エントロピー関数[ref.2 参照]
- r 任意流線の半径
- r_m 任意流線の曲率半径
- ϕ 流線方向の角度

この方程式の解法は以下のとおりである。

1. 任意の翼列断面について、 C_θ 、 H 、 Q 、を与え、 C_m を仮定し流線間の流量が等しくなるように流路内流線を仮定する。
2. 与えられた流線から、上記の半径平衡条件式を解いて、 C_m の値を修正する。
3. 修正された C_m から流線を設定しなおして、 ϕ と r_m を求めて再度、半径平衡条件式を解く。
4. C_m と流線が収束するまで、この作業を繰り返す。
5. 求まった速度分布から速度三角形を作成し、翼列形状を設計する。

以上の手順で、半径平衡条件式(1)を解く方法を流線曲率法といいターボ機械の設計に広く用いられている。計算方法の詳細は、ref.2 を参照されたい。

3. 結果及び今後の方針

流線曲率法により設計した二段反転軸流ファンの形状を Fig.1 に示す。この圧縮ファンの性能仕様は 2. 1 のエンジン仕様に沿ったものである。

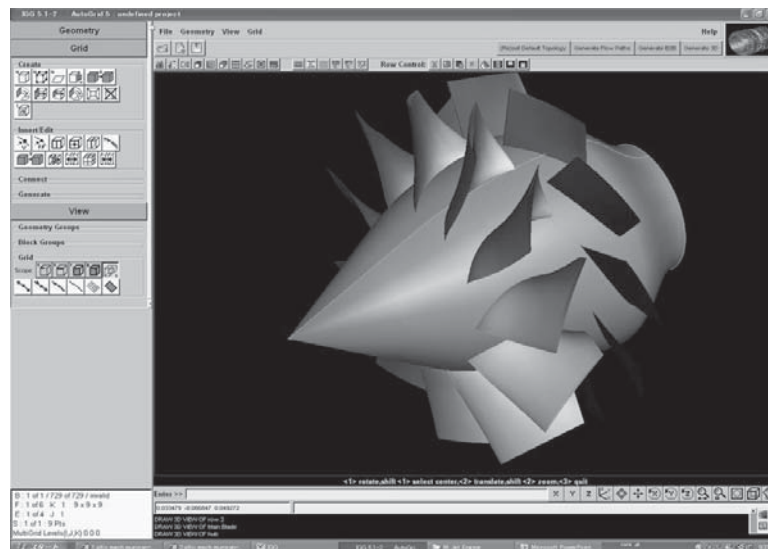


Fig.1 反転軸流ファンの形状

流線曲線法では、エンタルピー分布 H とエントロピー関数 Q の分布を予め与える必要があり、 H と Q を与えるには流路半径に関する圧力損失率分布と圧縮比分布を与えなくてはならない。正確な圧力損失率の半径方向分布データは、エンジンメーカーでは企業機密に属するものであるため、今後は CFD 解析によって圧力損失率の推算を行い、ファン設計にフィードバックを掛けると同時に設計されたファンの性能評価を行う。

謝辞

エンジン仕様設定には、株式会社 ASI 総研取締役太田豊彦氏、同社科学マネージャー福富清氏から有益な助言を頂きました。ここに謝意を表します。

参考文献

- [1] Mattingly, J. D., Heiser, W. H. and Pratt, D. T., “Aircraft Engine Design 2nd edition”, AIAA Education Series 2002
- [2] Novack, R.A., “Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid-Flow Problems,” Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, October 1967, pp. 478-490.

本研究に関する発表論文等

- [1] 湊亮二郎, 戸倉郁夫, 棚次亘弘, 姫野武洋, 小島孝之, 小林弘明, “小型超音速無人飛行機のための小型ターボジェットエンジンの予備設計”, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 3E06, 広島, 2005 年 11 月
- [2] 湊亮二郎, 戸倉郁夫, 棚次亘弘, 姫野武洋, 小島孝之, 小林弘明, “小型超音速無人飛行機のための小型ターボジェットエンジンの予備設計”, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.